



航空機構造用炭素繊維複合材料の損傷挙動と実用特性に関する研究

著者	吉岡 健一
号	60
学位授与機関	Tohoku University
学位授与番号	工博第5188号
URL	http://hdl.handle.net/10097/00120519

	よしおか けんいち
氏 名	吉 岡 健 一
授 与 学 位	博士 (工学)
学 位 授 与 年 月 日	平成28年3月25日
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学 位 論 文 題 目	航空機構造用炭素繊維複合材料の損傷挙動と実用測定に関する研究
指 導 教 員	東北大学教授 岡部 朋永
論 文 審 査 委 員	主査 東北大学教授 岡部 朋永 東北大学教授 横堀 壽光 東北大学教授 橋田 俊之

論 文 内 容 要 旨

航空機の構造の軽量化を目的とした炭素繊維強化複合材料の採用は2000年以降の民間機で急速に進み、胴体、主翼、尾翼など主構造のすべてに使用されるに至っている。その構造設計は積層板や構造要素の多数の実験による強度データを統計的に処理し大きな安全率を適用しているのが現状である。しかしながら、炭素繊維複合材料の複雑な損傷・破壊挙動を把握し、それを考慮した構造様式と設計法を採用すれば、さらなる構造の軽量化が可能になると考えられる。本研究では、現在民間機に実際に使用されている材料を用い、将来の設計の最適化に向けて重要となる損傷挙動の把握と、それを踏まえた材料特性の向上を試みたものである。より具体的には、繊維破断、マトリクスクラック、層間はく離という引張場での主要な損傷・破壊モードを区別して把握・解析し将来の構造設計に有用な知見を得るとともに、層間はく離についてはナノ材料を用いた新たな材料特性向上の方法を提案し、効果を実証したものである。

本論文の第2章においては、まず前提として材料の損傷挙動の長期経年変化の程度を確認するため、ボーイングの民間機に採用されている東レ株式会社製 T800H/3900-2 炭素繊維複合材料積層板に長期の環境・力学負荷を加え、その前後での基本的力学特性の変化を調べた。長期の環境・力学負荷の条件は機体メーカーであるボーイング社からの情報に基づき、運行環境を模擬して設定した。具体的には、長期の高温暴露、湿熱暴露、熱サイクル暴露、湿熱サイクル暴露の4種の環境に積層板を長期にわたって晒し、それによる、衝撃後圧縮強度、層間せん断強度、有孔板圧縮強度、積層板弾性率の4種の力学特性に変化が無いことを実験的に調べた。さらに、これに加えて環境負荷と力学負荷との複合影響の評価として、繰り返し荷重を加えた後に環境負荷として湿熱サイクル暴露を行った場合の有孔板圧縮強度の変化を評価した。その結果、4条件の環境負荷、環境・力学航空機の運用で想定される様々な環境・力学負荷に対して、力学特性の変化がないことを確認した。また、環境負荷と力学負荷との複合劣化前後の有孔板圧縮強度にも、有意な強度変化はみられないことがわかった。これらの結果から、現在採用されているボーイング社認定材について、実用条件下での長期耐久性が確認されるとともに、長期の経時

変化の影響はほとんど無視でき、短時間スケールでみられる損傷・破壊挙動の知見が長期的問題に適用可能であることが示唆された。

つぎに、炭素繊維複合材料の代表的初期損傷であるマトリクスクラックと層間はく離に対する、積層板エッジ加工の影響について詳細に調べた。この影響は実用上しばしば問題となりながら従来知見が少なく、必要以上に過剰な安全サイドの設計の原因となっている可能性がある問題である。まず、マトリクスクラックについては、その発生ひずみと発生数がエッジの加工条件に大きく影響されることを、T800H/3900-2 と同様の炭素繊維とマトリクス樹脂を含む T800H/3631 で確認した。エッジの切断・研磨加工を行った場合には、そのエッジの表面荒さが大きいほど、マトリクスクラックの発生ひずみは低く、発生数も多かった。また、加工面に多数の微小欠陥を生ずる高速研削加工を行った場合には、表面荒さが小さくてもマトリクスクラックは低いひずみから多数発生することがわかった。これらの結果から、マトリクスクラックは積層板エッジから発生し、かつエッジ面に存在する微小欠陥の影響を顕著に受けていることが確認された。

層間はく離についても、同様に積層板エッジの加工条件を変えて、その影響について調べた。ポアソン比のミスマッチで引張荷重によって層間はく離を誘発する積層構成を適用し、層間強化タイプである T800H/3900-2 と通常の非強化タイプである T800H/3631 を供試材として、材料特性との関係についても調べた。その結果、マトリクスクラックと同様に、エッジの加工によって層間はく離の抵抗が大きく変化することがわかった。また、層間強化タイプである T800H/3900-2 については、エッジの欠陥抑制によって、これまで知られている以上の高い優位性を示すことが確かめられた。

以上より、マトリクスクラック、層間はく離ともに、エッジ面に加工によって残存する欠陥の影響を非常に強く受けていることがわかった。したがって、エッジ欠陥由来の要因を排除することによって、材料のポテンシャルを従来より大幅に引き出す設計が可能となる。

第2章における最後の項目として、将来の低コスト候補材として、織物強化タイプの炭素繊維複合材料の損傷挙動についても実験と解析を行った。複合材料部材の低コスト化の手段として、高価なオートクレーブやプリプレグを用いない成形プロセスとしてレジントランスファーモールドイング法が注目されているが、この方法の制約条件は、炭素繊維を織物形態で用いる必要があることである。織物形態では、炭素繊維の屈曲が避けられず、それによる力学特性の低下が課題となる。本研究では、そのうち研究

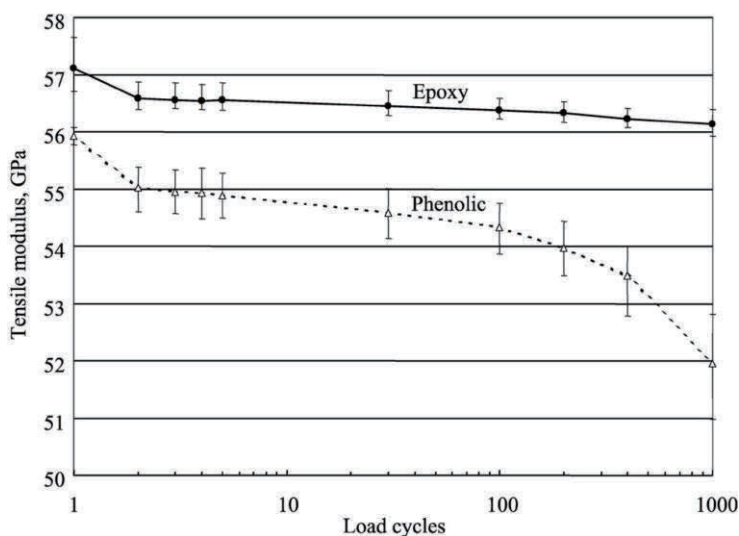


Fig. 1 引張—引張繰り返し負荷による積層板弾性率低下

例の少ない、繰り返し荷重による損傷蓄積とその残存力学特性（弾性率）の影響についてまず実験的に評価し、そのメカニズムを理論的に考察した。

エポキシ系、フェノール系の2種のマトリクス樹脂を使用した織物強化複合材料について、まず有孔板を用いて疲労挙動を評価した。その結果、繰り返し負荷後に特にフェノール系では高い残存強度を示すことが明らかになった。これは、円孔の近傍に疲労損傷が蓄積し、応力集中の緩和が生じていることを示唆する。繰り返し負荷後の積層板断面の顕微鏡観察を行ったところ、円孔の近傍において、エポキシ系、フェノール系の双方について、緯糸束内にマトリクスクラックが観察された。加えて、フェノール系については経糸束の剥離が認められた。

これらの損傷と弾性率低下との関係を定量的に調べるため、無孔板を用いて、繰り返し負荷中の弾性率の変化を連続的に測定した。その結果、Fig. 1 に示す弾性率低下プロファイルを得た。この弾性率の変化について理論的に考察した。いわゆるクリンプモデルにマトリクスクラックと経糸束の剥離という2種の損傷影響を導入した独自のモデルを作成し、弾性率を計算したところ、それぞれの材料について観察された損傷形態と弾性率低下に定量的な一致が認められた。これにより、織物強化型の炭素繊維複合材料の繰り返し負荷による損傷の影響は、クリンプモデルの修正によって理論的に説明可能であり、疲労挙動とくに繰り返し負荷後の残存強度の挙動を説明しうるものであることが確認された。

本論文の第3章においては、炭素繊維複合材料の損傷・破壊挙動を数値解析で効率的に予測する手法を示した。構造設計指標のひとつである有孔板引張強度は、過去の研究によって積層板の厚さに大きく依存することが知られている。その原因は、厚さによって様々な異なる損傷・破壊モードを積層板が示すことによる。したがって、このような強度を数値解析で正確に予測するためには、様々な異なるモードを表現するモデルを取り込んでおく必要があるが、これは通常計算負荷の増大を招き、実用設計に適用することが難しくなる場合がある。そこで、本研究では、①Weibull 破壊基準、②Cohesive 要素、③連続体損傷力学（CDM）の3つの損傷モデルを最適な形で組み合わせて、計算量を抑制しながら解析精度を向上させることを試みた。①の Weibull 基準は、炭素繊維の強度解析に有効であることが古くから知られており、本研究においても複合材料の繊維破断モードの解析に適用した。また、②の Cohesive 要素は進展性の損傷である層間はく離に適用した。残るマトリクスクラックに対して、②Cohesive 要素と③CDM をどのように組み合わせれば、あらゆる厚さの積層板の強度を精度良く予測できるかを、実際の損傷挙動との関連に留意しながら検討した。

その結果、積層板中の層間に Cohesive 要素を適用し、0度層のマトリクスクラックのうち円孔縁に位置するもの（いわゆるスプリッティング）のみに Cohesive 要素、他のマトリクスクラックに CDM を適用した場合に、高い解析精度が得られることを見出した。かりに Cohesive 要素を層間はく離に用いない場合には、積層板が厚い領域では解析値はつねに強度を高く見積もってしまう傾向があった。これは、厚さの大きな積層板では層間はく離の影響で強度低下が生じていることを示唆する。一方、0度配向層のスプリッティングを含む全てのマトリクスクラックに CDM を適用した場合には、積層板が薄い領域では実験値よりも大幅に低い解析値が得られた。

これは、スプリッティングが円孔近傍の応力集中を緩和すること、また、Cohesive 要素がこのスプリッティングを高精度で表現していることを示唆している。

この解析の精度を、全マトリクスクラックに Cohesive 要素を適用した Hallett らによる過去の研究例と比較すると、実験値との対応は同等であった。一方、計算量を比較すると、必要な解析モデルの大きさは約 50%で済むことがわかった。すなわち、実際の損傷挙動に対応して適材適所的な損傷モデルを組み合わせることで、計算量を抑制しつつ高精度の数値解析が可能であることがわかった。

本論文の第4章では、損傷を制御する新しい技術として、ナノ材料を用いた層間はく離の抑制効果について検討した。ナノ材料としては、カーボンナノチューブ (CNT) を用い、薄膜状の一方向引き揃えシートと、樹脂中にランダム分散させたものの2種を用いた。基本材料として、ボーイング認定材である東レ株式会社の T800S/3900-2B と共通のものをを用いた。この材料は、エポキシベースでありながら、層間に靱性の高い熱可塑性樹脂の粒子を配置して層間靱性を向上させる技術 (熱可塑層間強化) を採用している。本研究では、CNT とこの熱可塑層間強化との組み合わせにとくに着目した。

CNT シートを単独で炭素繊維層間に配置した場合、せん断モードの層間靱性 (G_{IIC}) の向上率は 10%未満であり、顕著な向上はみられなかった。一方、CNT シートを熱可塑層間強化と併用し、積層層間の中央に熱可塑強化層、これと炭素繊維層との間に CNT シートを配置させた場合には、50%以上の G_{IIC} の向上がみられた。この結果を Fig. 2 に示す。このとき使用した CNT の量は、炭素繊維に対する重量比で約 10%に過ぎない。このメカニズムとしては、層間はく離のクラックが、CNT シートの存在によって靱性の高い熱可塑強化層に閉じ込められている事が考えられる。

一方、ランダム分散 CNT の添加効果について調べたところ、CNT 単独の場合で 20%、熱可塑層間強化との併用では 30%の G_{IIC} の向上が得られた。熱可塑層間強化との併用系について、破断面の電子顕微鏡観察を行ったところ、熱可塑性樹脂の顕著な塑性変形が認められた。すなわち、CNT の添加によって、CNT 自体の特性による靱性向上に加えて、熱可塑ドメインの変形によるエネルギー解放機構が有効に働いている可能性が示唆された。

以上論文全体をまとめると、本研究を通じて、航空機向け炭素繊維複合材料の強度および長期耐久性に関して実験的・解析的に明らかにすることができた。これらの知見は主要部材として使われ始めている炭素繊維複合材料のより高効率かつ有効な使用を可能とするものである。また、より信頼性を高めるためのカーボンナノチューブを用いた特性向上手法についても提案し、材料開発の方向性についても言及することができた。

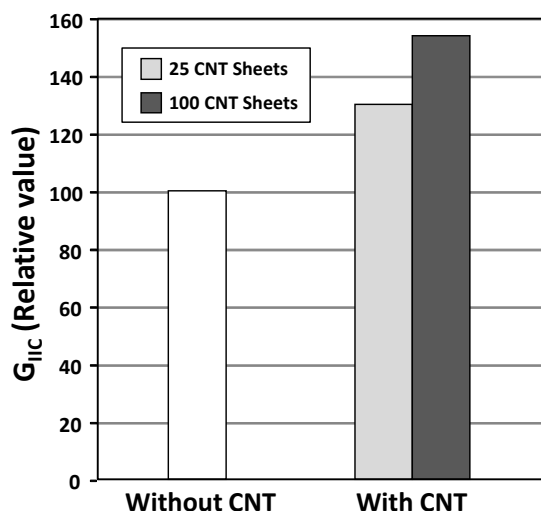


Fig. 2 CNT シートによる層間靱性の向上

論文審査結果の要旨

高分子系材料をマトリクスとする炭素繊維複合材料の民間航空機構造材への適用は、機体の軽量化による燃料消費削減を目的に2000年以降急速に拡大した。2009年に初飛行したボーイング787型機においては、炭素繊維複合材料は構造重量の50%を占めるまでになっており、さらなる軽量化のためには材料物性の向上に加えて構造設計の最適化が期待される段階に入っている。設計の進歩のためには、炭素繊維複合材料の損傷・破壊挙動をより正確に予測することが必要である。本研究は、実際に機体構造に採用された材料を用いて、航空機構造材としての実用特性に重点を置いて損傷・破壊挙動を詳しく検討したものである。本論文においてはその成果が全編5章にまとめられている。

第1章は序論である。ここでは本研究の背景、意義、論文の構成を述べるとともに、本研究で注目する炭素繊維複合材料の損傷様式を説明している。

第2章では、ボーイング民間機の主構造用に認定された材料を中心に、損傷・破壊挙動のくわしいキャラクターリゼーションを行い、その影響因子について実験的に検証している。最初に、構造設計者であるボーイング社の監修の下に、耐環境性の評価を行うことで、基礎的な特性の安定性を実証している。このような広範なデータベース取得は過去に例が無く、今後の設計に極めて貴重な知見を提示している。続いて、破壊挙動の正確な予測に必要な要因の検証を行っている。具体的には、代表的な初期損傷であるマトリクスクラックと層間はく離に対するエッジ加工の影響が論じられている。この影響は従来ほとんど検討されたことがなく、実用強度の予測のために重要な成果である。さらに、将来の低コスト材料の候補として、織物強化材を取り上げ、初期損傷とそれによる弾性率低下を評価し、簡便なモデルでの予測を試みている。

第3章では、数値解析によって炭素繊維複合材料の損傷挙動を予測している。ここでは、実際の材料および設計の研究開発の現場で有効な手法を確立することが主眼となっており、実験的観察を生かしたモデリング手法の組み合わせにより、計算量を抑制しながら十分な精度での解析が可能であることが実証されている。

第4章では、上の各章で今後の課題として認められる層間はく離の制御に関して、はく離抵抗をナノ材料を用いて向上させる試みが述べられている。現在主流である熱可塑性樹脂による層間強化とカーボンナノチューブとを適切に組み合わせることによって、はく離クラック経路をカーボンナノチューブで制御して熱可塑性樹脂の靱性を最大限に引き出し、大幅なはく離抵抗の向上が可能となっている。これは、物性向上の新たな手法の提示に留まらず、現行の層間強化複合材料の物性変動の理解の観点からも重要な研究である。

第5章は結論である。

以上要するに本論文は、航空機に実際に使用されている炭素繊維複合材料の損傷と破壊の挙動を詳細に論じたものであり、材料開発と構造設計の両面からの進歩に直接活用される成果が得られたものである。よって航空宇宙工学および機械工学の発展に寄与するところが大きい。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。